

中国民用航空局



CIVIL AVIATION
ADMINISTRATION OF CHINA

CAAC
适 航 指 令

AIRWORTHINESS DIRECTIVE

本指令根据中国民用航空规章《民用航空器适航指令规定》(CCAR-39) 颁发, 内容涉及飞行安全, 是强制性措施。如不按规定完成, 有关航空器将不再适航。

编号: CAD2014-A320-21R2

修正案号: 39-8422

一. 标题: 导航 — 迎角传感器 — 更换

二. 适用范围:

本指令适用于所有制造序列号 MSN 的 A318-111, A318-112, A318-121, A318-122, A319-111, A319-112, A319-113, A319-114, A319-115, A319-131, A319-132, A319-133, A320-211, A320-212, A320-214, A320-215, A320-216, A320-231, A320-232, A320-233, A321-111, A321-112, A321-131, A321-211, A321-212, A321-213, A321-231 和 A321-232 型飞机。

三. 参考文件:

1. EASA AD 2015-0135(2015 年 7 月 8 日颁发)。
2. Airbus SB A320-34-1415 R03 版(2010 年 7 月 8 日发布)及后续经批准版本。
3. Airbus SB A320-34-1444 原版 (2009 年 10 月 7 日发布), 或 R01 版 (2011 年 3 月 17 日发布) 及后续经批准版本。
4. Airbus SB A320-34-1452 原版(2010 年 1 月 29 日发布)及后续经批准版本。
5. Airbus SB A320-34-1564 原版(2013 年 1 月 25 日发布)及后续经批准版本。
6. Airbus SB A320-34-1610 原版(2015 年 3 月 31 日发布) 及后续经批

准版本。

7. Thales SB C16291A-34-007 R01 版(2009 年 12 月 3 日发布),或 R02 版(2011 年 12 月 16 日发布),或 R03 版(2012 年 4 月 10 日发布), 或 R04 版(2012 年 10 月 11 日发布)及后续经批准版本。

8. Thales SB C16291A-34-009 原版(2009 年 9 月 10 日发布),或 R01 版(2010 年 1 月 7 日发布)及后续经批准版本。

9. Airbus AFM A320 TR 502 第一版, (EASA 2014 年 12 月 5 日批准)及后续经批准版本。

10. Airbus OIT 999.0015/15 R01 版, (2015 年 6 月 29 日发布)及后续经批准版本。.

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD2014-A320-21R1, 39-8386

1. 报道称, 一架A321飞机在爬升时遭遇了一次双迎角(AOA)皮托管堵塞(blockage), 导致在马赫数增加的情况下激活了Alpha保护。该机组最终完全控制飞机并无事故着陆。

当Alpha保护由于迎角皮托管堵塞激活时, 飞行控制法则(flight control laws) 会发出一个保持连续低头下俯率的命令, 最坏情况下, 即使后拉侧杆, 甚至后拉侧杆到最大位置(full backward position), 这种下俯仍不会消失。假如在连续低头下马赫数增加, Alpha保护的迎角值会连续降低。结果, 即使飞机速度高于最低可选速度(VLS), 飞行控制法则仍然要求连续的低头下俯率。

这种情况, 若不被纠正, 可导致飞机失控。

调查结果显示, 似乎(appear to)安装有某型UTC Aerospace (UTAS, 之前为Goodrich)迎角传感器或某型SEXTANT/THOMSON AOA传感器, 相对与装有设计来在大雨天气下提高A320迎角指示质量的, 件号P/N为C16291AB的, 最新Thales 迎角传感器的A320系列飞机, 易受不利环境条件的影响(susceptibility)。

局方决定, 将更换这些迎角传感器作为提高飞机安全水平的必要

预防措施。

基于以上原因，CAAC发布了CAD2014-A320-21R1，替代并保留CAD2011-A320-12R2 和 CAD2012-A320-11R1(部 分 保 留) 及CAD2014-A320-21，同时要求通过更换这些受影响件号P/N的传感器来改装飞机，并禁止改装后再将这些受影响的迎角传感器安装到飞机上。本指令也要求对某些Thales 迎角传感器进行重复性的详细目视检查(DET)及功能性的加热测试，还提供了对上述检查的可选终止性措施。

自CAD2014-A320-21R1发布后，基于更深入的分析，空客发布了Airbus OIT(Operators Information Transmission) Ref.999.0015/15 R1版，来指导运营人将件号UTAS P/N为0861ED2的迎角传感器加速从飞机上拆除。

基于以上原因，本指令替代CAD2014-A320-21R1，并保留其要求，但减少了装有件号UTAS P/N为0861ED2飞机的完成时间。

2. 除非已经完成，应在规定时间内采取以下措施：

2.1 安装有Thales件号P/N为C16291AA迎角传感器的飞机：

在2011年10月27日[CAD2011-A320-12的生效日期]后的12个月内，按照Airbus SB A320-34-1452的说明，更换所有装机的件号P/N为C16291AA且序列号s/n列于Thales Avionics SB C16291A-34-007 R04中的传感器。

装机迎角传感器的件号P/N和序列号s/n可从确信准确可靠的维修记录中获得。

2.2 安装有Thales Avionics SB C16291A-34-007 R04所列s/n，且件号P/N为C16291AB的迎角传感器的飞机：

除非确信可靠的维修记录可以证明，受影响的迎角传感器已通过Thales Avionics SB C16291A-34-007 R01要求的检查。否则在2012

年11月23日[CAD2011-A320-12R1的生效日期]后的3个月内，按照 Airbus SB A320-34-1452 的说明更换所有装机的件号 P/N 为 C16291AB 的迎角传感器。

2.3 制造中执行过空客150006改装（安装件号P/N为C16291AB的迎角传感器）或26934改装（安装件号为0861ED的迎角传感器）并且自空客生产日期后没有进行过迎角传感器更换的飞机，不受本指令2.1段和2.2段的影响。

2.4 自2012年11月23日[CAD2011-A320-12R1的生效日期]起，禁止将件号P/N为C16291AA或C16291AB（序列号s/n列于Thales Avionics SB C16291A-34-007 R04）的迎角传感器安装到任何飞机上，除非传感器已经按 Thales Avionics SB C16291A-34-009 R1 或 Thales Avionics SB C16291A-34-007 R01的要求通过了检查。

2.5 在2013年2月15日[CAD2012-A320-11R1的生效日期]后的5个月内，拆除所有件号为F3411060200000或F3411060900000的迎角传感器锥盘，并安装本指令2.5.1段或2.5.2段所述迎角传感器平盘：

2.5.1 按照 Airbus SB A320-34-1564 的说明安装件号 P/N 为 D3411013520200 的迎角传感器平盘，或

2.5.2 按经批准的改装说明，安装件号P/N为D3411007620000或D3411013520000的迎角传感器平盘。

2.6 制造中执行了空客154863改装（安装迎角传感器平盘）和154864改装（外层保护）的飞机，若自飞机首飞起，没有安装过件号P/N为F3411060200000或F3411060900000的迎角传感器锥盘，则不受本指令2.5段的影响。

2.7 自2013年2月15日[CAD2012-A320-11R1的生效日期]起，禁止再将件号为F3411060200000或 F3411060900000的迎角传感器锥盘安装到任何飞机上，并且禁止使用件号P/N为98D34203003000的迎角保护套。

2.8 2014年12月11日后[CAD2014-A320-21的生效日期]的下次飞行前，修正适用的AFM，将Airbus AFM A320 TR 502 “非正常V alpha保护”第一版插入到AFM中或将本指令附录1插入AFM“紧急程序”部分。

2.9 在执行本指令2.8段的修订AFM要求的同时，通知所有飞行机组，此后按照相应的AFM程序要求操纵飞机。

2.10 安装有UTAS(之前为Goodrich)件号P/N为0861ED或0861ED2迎角传感器的飞机，在本指令表1要求的完成时间(依适用)内，按照Airbus SB A320-34-1610的说明，用Thales件号P/N为C16291AB的迎角传感器，更换飞机上机长和副驾侧的迎角传感器。

2.11 安装有SEXTANT/THOMSON件号P/N为45150320或16990568迎角传感器的飞机：

在本指令表1要求的完成时间(依适用)内，按照Airbus SB A320-34-1444的说明，用Thales件号P/N为C16291AB的迎角传感器，更换每一个SEXTANT/THOMSON件号P/N为45150320和16990568迎角传感器。

表1-迎角传感器更换

飞机(所有型别)✎	所安装迎角传感器件号P/N✎	自2015年6月1日 [CAD2014-A320-21 R1生效日期]起✎
A318和A321✎	P/N 0861ED, P/N 45150320, 或 P/N 16990568✎	7个月✎
A319和A320✎	同上✎	22个月✎
A318和A321✎	P/N 0861ED2✎	4个月✎
A319和A320✎	同上✎	7个月✎

2.12 对于装有一个或多个Thales件号P/N为C16291AA的迎角传感器的飞机，自每个Thales传感器首次安装到飞机上起，超过5200FH之前，或自2015年6月1日[CAD2014-A320-21R1生效日期]起6个月内，后到者为准，及随后以不大于2000FH的间隔，按照Airbus SB A320-34-1415 R03的说明，对每一个件号P/N为C16291AA的迎角传感器进行详细目视检查DET和功能性加热测试。

2.13 若在本指令**2.12**段要求的详细目视检查**DET**和加热测试中发现问题，则下次飞行前，将所有受影响的迎角传感器更换为通过**Airbus SB A320-34-1415 R03**详细检查(**DET**)和功能性加热测试的**Thales**件号**P/N**为**C16291AA**的迎角传感器，或按**Airbus SB A320-34-1415 R03**说明，更换为**Thales**件号**P/N**为**C16291AB**的传感器。

2.14 制造中执行了空客**150006**改装(安装**Thales**件号**P/N**为**C16291AB**迎角传感器)，但未执行**26934**改装(安装**UTAS**件号**P/N**为**0861ED**的迎角传感器)的飞机，若自空客生产日期后，没有安装过件号**P/N**在本指令表**2**中的迎角传感器，则不受本指令**2.10**段至**2.13**段的影响。

2.15 按照**Airbus SB A320-34-1444**的说明，将飞机所安装的每一个**Thales**件号**P/N**为**C16291AA**的迎角传感器替换为**Thales**件号**P/N**为**C16291AB**的传感器来改装的，构成对本指令**2.12**段要求的重复性详细目视检查**DET**和功能性加热测试的终止性措施。

将迎角传感器安装到飞机上的条件：

2.16 对于仅装有**Thales**件号**P/N**为**C16291AB**迎角传感器的飞机，自2015年6月1日[CAD2014-A320-21R1生效日期]起或在执行本指令**2.15**段的可选改装后(依适用)，禁止再将**Thales**件号**P/N**为**C16291AA**的迎角传感器安装到该架飞机上。

2.17 对于装有**Thales**件号**P/N**为**C16291AA**和/或**Thales**件号**P/N**为**C16291AB**的迎角传感器的飞机，自2015年6月1日[CAD2014-A320-21R1生效日期]起或按照本指令**2.11**段的要求改装飞机(依适用)后，禁止将本指令表**2**所列件号**P/N**的迎角传感器安装到该架飞机上。

2.18 按照本指令**2.10**段改装后的飞机，除允许将**UTAS**件号**P/N**为**0861ED**的迎角传感器安装到该架飞机备用(**standby**)位置外，禁止将本指令表**2**所列件号**P/N**的迎角传感器安装到该架飞机上。

表2 - 迎角传感器

迎角传感器制造商件号P/N	P/N
SEXTANT/THOMSON	45150320
SEXTANT/THOMSON	16990568
UTAS(之前为GoodRich)	0861ED
UTAS(之前为GoodRich)	0861ED2

2.19 满足本指令2.19.1段和2.19.2段所述情况下，自2015年6月1日 [CAD2014-A320-21R1生效日期]起经批准件号P/N的迎角传感器的安装，被认为符合本指令2.10段或2.11段的要求。

2.19.1 该迎角传感器件号P/N必须经过适航当局批准；且

2.19.2 安装必须依照适航当局批准的改装说明进行。

3. 等效符合性方法：完成本适航指令可采用等效的符合性方法和调整完成时间，但必须得到适航部门的批准。

附录 1 –AFM程序

- **At any time, with a speed above VLS, if the aircraft goes to a continuous nose down pitch rate that cannot be stopped with backward sidestick inputs, immediately:**
Keep on one ADR.
Turn off two ADRs.
- **If the Alpha Max strip (red) hides completely the Alpha Prot strip (black and amber) in a stabilized wings-level flight path (without an increase in load factor):**
Keep on one ADR.
Turn off two ADRs.
In case of dispatch with one ADR inoperative, switch only one ADR to OFF.

CAUTION RISK OF ERRONEOUS DISPLAY OF THE VSW STRIP (RED AND BLACK)

Consider using the Flight Path Vector (FPV).

- **If the Alpha Prot strip (black and amber) rapidly moves by more than 30 kt during flight maneuvers (with an increase in load factor), with AP ON and speed brakes retracted:**
Keep on one ADR.
Turn off two ADRs.
In case of dispatch with one ADR inoperative, switch only one ADR to OFF.

CAUTION RISK OF ERRONEOUS DISPLAY OF THE VSW STRIP (RED AND BLACK)

Consider using the Flight Path Vector (FPV).

五. 生效日期：2015 年 7 月 15 日

六. 颁发日期：2015 年 7 月 10 日

七. 联系人： 李光耀
民航西南地区管理局适航审定处
028-85710321